

복합재 헬리콥터 로터 허브 시스템의 제작 및 기본 물리량 시험[§]

기영중^{**} · 김태주^{*} · 윤철용^{*} · 김덕관^{*}

* 한국항공우주연구원 회전익기술팀

Manufacturing Process and Basic Property Tests of Composite Helicopter Rotor Hub System

Youngjung Kee^{**}, Taejoo Kim^{*}, Chulyong Yun^{*} and Doegkwan Kim^{*}

* Rotor Department, Korea Aerospace Research Institute

(Received February 21, 2014 ; Revised March 21, 2014 ; Accepted April 24, 2014)

Key Words: Composite Structure(복합재 구조), Bearingless Rotor(무베어링 로터), Flexbeam(플렉스빔), Torque Tube(토크튜브), Section Stiffness(단면강성), Helicopter Component(헬리콥터 구성품)

초록: 본 논문에서는 복합재료를 이용하여 플렉스빔과 토크튜브를 제작하기 위한 공정과 기본 물리량 시험과정을 소개하였다. 플렉스빔과 토크튜브는 헬리콥터에 적용되는 무베어링 로터 허브 시스템을 구성하기 위한 핵심 구성품이다. 토크튜브는 블레이드의 피치각을 변화시키기 위한 조종력을 전달하며, 플렉스빔은 구조적인 변형을 통해 플랩, 래그 및 페더링 힌지를 구현하는 기능을 담당한다. 지상회전시험을 수행하기에 앞서 플렉스빔과 토크튜브 및 블레이드의 플랩강성, 래그강성 및 토션강성을 측정하기 위한 기본 물리량 시험을 수행하였다. 또한, 해석을 통해 예측된 단면 강성과 기본 물리량을 통해 획득된 강성 값을 비교하였으며, 그 결과를 통해 복합재료로 제작된 플렉스빔과 토크튜브가 구조적인 강성 요구도를 만족함을 확인할 수 있었다.

Abstract: This paper describes the manufacturing processes for a flexbeam and torque tube made of composite materials, along with the procedures for testing their basic properties. A flexbeam and torque tube can be considered to be key structural components of a bearingless rotor hub system. A hinge offset effect can be realized by a large elastic deformation and twist of the flexbeam, and the blade pitch control forces are transferred by the rotation of the torque tube. The basic property tests included bending and twist tests to determine the flap stiffness, lag stiffness, and torsion stiffness of the flexbeam, torque tube, and blade, and these tests were performed prior to starting the whirl tower test. In addition, the estimated results were compared with experimental data, and the calculations were found to be a good match for the analysis results and had a similar tendency. Through these results, we could confirm that a flexbeam and torque tube made of composite materials satisfied the structural stiffness requirements.

1. 서 론

헬리콥터 로터 시스템은 엔진의 회전력을 전달받아 항공기의 비행에 필요한 양력, 추력 및 조종력을 발생시키는 핵심적인 구성품이며, 회전시 블레이드 주위에 발생하는 주기적인 공기력의 변화는 구조물과 연성효과를 발생시킴으로써 헬리콥터의 안정성,

진동특성 및 피로수명 등에 영향을 주게 된다. 따라서 헬리콥터개발에 있어서 이러한 문제들을 인지하여 설계단계부터 평가할 수 있도록 적절한 해석모델이 준비되어야 하며, 시험평가 결과를 바탕으로 업데이트 하여 해석결과의 신뢰도를 높게 된다. 해석모델의 중요 구성요소로는 로터 시스템의 구성과 기하학적인 특성, 질량분포, 탄성축 위치 및 강성분포 등을 포함하고 있다. 따라서 해석모델에 사용되는 데이터의 값이 정확할수록 해석결과의 정확도를 높일 수 있으며, 이를 위해 기본물리량시험, 동특성시험, 구조 및 피로시험, 지상회전시험 등을

§ 이 논문은 대한기계학회 2013년도 학술대회(2013. 12. 18.-20., 강원랜드) 발표논문임.

† Corresponding Author, naltlguy@kari.re.kr

© 2014 The Korean Society of Mechanical Engineers

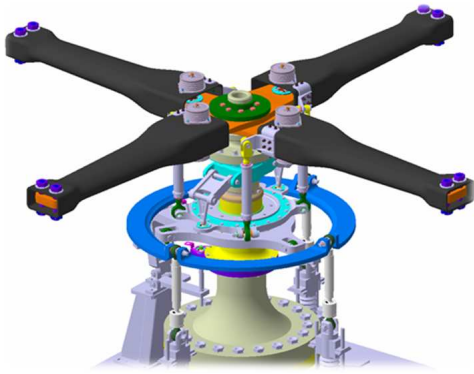


Fig. 1 Bearingless rotor system

수행하게 된다. 특히 해석모델에 사용되는 질량과 탄성축 및 강성 등을 측정하는 기본물리량시험은 비교적 시험평가가 초기단계에서 수행되며, 해석 값과 시험결과와의 비교를 통한 해석모델 검증 후에 구조, 피로 및 회전시험 등을 수행하게 된다.

로터 시스템은 회전 시 발생하는 공기력에 의해 페더링(Feathering), 플랩(Flap) 및 리드-래그(Lead-lag) 방향으로 변형되며, 이와 같은 변형을 구현하기 위한 기계적인 구성과 형상에 따라 시이소형(Seesaw), 관절형(Articulated), 무힌지형(Hingeless) 및 무베어링(Bearingless) 로터 시스템으로 구분할 수 있다. 또한 기존 방식의 관절형 로터 시스템은 힌지를 구성하기 위해 기계적으로 복잡하고, 부품수가 많아 로터 시스템의 중량과 항력이 증가하며, 정비의 복잡성 및 유지보수 비용이 높은 단점이 있다. 이와 같은 단점들을 극복하기 위해 기계적인 힌지를 구조적인 변형에 의해 구현함으로써 구성품의 수를 줄일 수 있는 무힌지 로터⁽¹⁾가 개발되었으며, 무힌지 로터에서 사용되는 일부 베어링을 제외하고 구조를 더욱 단순하게 함으로써 중량감소, 조종력 증가 및 허브항력 감소와 같은 장점을 지닌 무베어링 로터⁽²⁾가 개발되었다. 무베어링 로터 허브시스템은 Fig. 1에서와 같이 플렉스빔과 토크튜브 및 조종 구성품으로 구성되며, 플랩운동과 리드-래그 운동은 플렉스빔의 굽힘 변형을 통해 구현할 수 있다. 또한 블레이드 피치각(Pitch angle)은 토크튜브의 회전에 따른 플렉스빔의 비틀림 변형을 통해 제어되며, 이를 위해 토크튜브의 비틀림 강성(Torsion stiffness)은 플렉스빔에 비해 상대적으로 큰 값을 갖도록 설계된다.

본 논문에서는 탄성변형에 의한 힌지를 구현하기에 유리하며, 금속재에 비해 피로특성과 비강도(Specific strength) 및 비강성(Specific stiffness)이 높

은 특성을 지닌 복합재료를 이용하여 무베어링 허브시스템의 중요 구성품인 플렉스빔과 토크튜브를 제작하는 공정을 소개하였다. 또한 플렉스빔과 토크튜브에 대한 기본물리량시험으로 플랩강성, 래그강성 및 비틀림강성을 측정하기 위한 시험방법을 소개하였으며, 해석치와 시험을 통해 측정된 값의 비교 결과를 제시하였다.

2. 로터 시스템 제작

무베어링 로터는 플렉스빔과 허브의 체결방식에 따라 분리체결 방식과 십자교차 방식(Crucial cross-strap type)으로 구분⁽³⁾이 가능하다. 분리체결 방식으로는 Boeing사의 MD-900 또는 Eurocopter사의 EC-135가 대표적인 기종이며, 십자교차 방식이 적용된 사례로 Bell사의 Bell-430, YH-1Y/Z 및 Kaman사의 ANSAT 헬리콥터가 있다. 본 연구에서는 구성품의 수와 중량 감소 측면에서 유리한 십자형 교차체결 형태를 선정하였으며, 이를 기반으로 제작공정을 수립하였다.

2.1 플렉스빔 설계/제작

플렉스빔 형상에 대한 후보로 직사각형 단면과 Double-H 형태가 선정되었다. 첫 번째 직사각형 단면 형상은 설계가 단순하고 제작성이 우수한 장점이 존재하나 플랩/래그/토션 강성 요구도를 최적화하는데 한계점이 존재한다. 두 번째 Double-H 구조는 형상이 복잡하여 제작성의 난이도가 높지만 상대적으로 강성요구도를 만족하기에 더 유리한 장점이 있다. 따라서 플랩운동, 래그운동 및 토션운동을 동시에 가능케 하며, 세 방향에 대한 강성 요구도를 만족시키기 위해 유리한 Double-H 구조를 채택하였다. 플렉스빔은 블레이드 회전에 의한 원심력과 공기력에 의한 굽힘 하중을 담당해야 하며, 구조적인 변형에 의한 힌지를 동시에 구현할 수 있어야 하므로 한국형기동헬기(KUH, Korean Utility Helicopter) 로터 블레이드의 스파(spar) 제작에 사용되었던 HEXCEL사의 TVR-380 (M12, 26%)을 적용하였으며, 제작성 검토 등을 토대로 Double-H 형상 부분에 2도의 경사각을 줌으로써 성형 후 금형의 탈형이 용이하도록 하였다. 복합소재의 적층은 5개 부분으로 나누어 작업이 수행되었으며, 상/하 금형과 좌/우 측면 금형을 이용하여 한번에 성형이 가능(Co-curing)하도록 제작공정을 수립하였다. 플렉스빔의 형상과 내부구조 및 금형

Table 1 Prepreg properties - TVR380 (UD Glass)

	Units	[0]
Young's modulus	MPa	23,600
Shear modulus	MPa	3,280
Ultimate strength (tension)	MPa	452
Ultimate strength (bending)	MPa	629
Ply thickness	mm	0.26

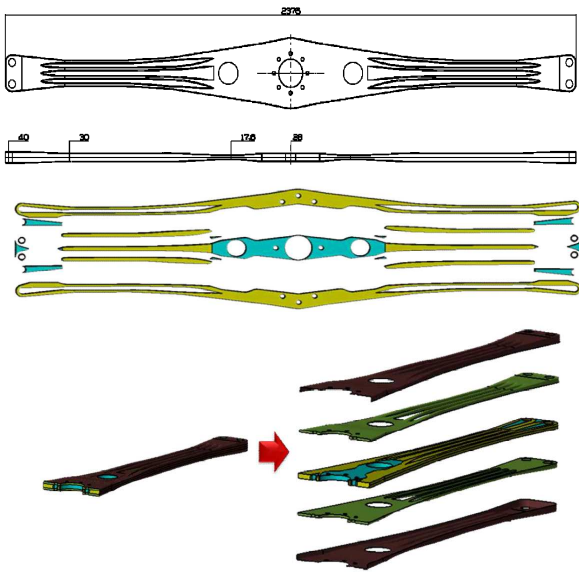


Fig. 2 Internal components of flexbeam

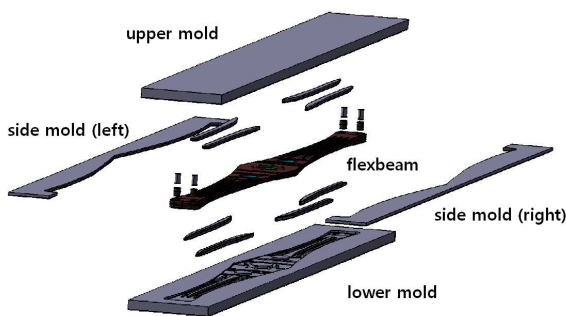
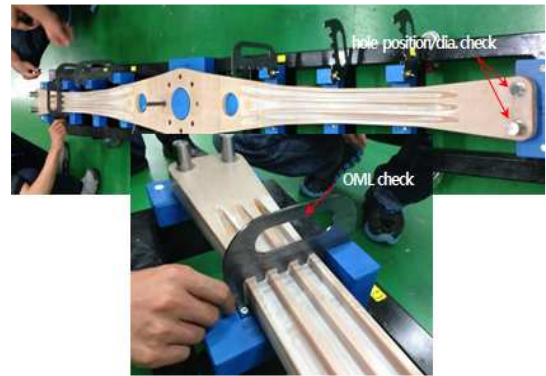


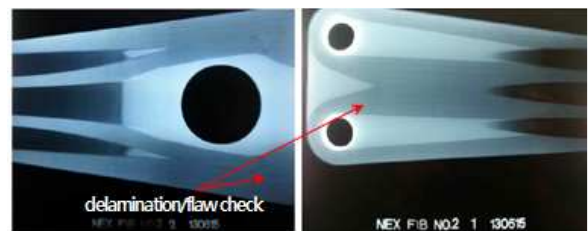
Fig. 3 Co-curing mold, flexbeam

의 형상을 Fig. 2~3에 나타내었으며, 플렉스빔 제작에 사용된 복합소재의 주요 물성치를 Table 1에 제시하였다. 제작 금형은 Fig. 3과 같이 성형 과정에서 상/하면과 좌/우 방향에서 압력을 가할 수 있도록 하였고, 재질은 AL-6061($CTE=2.86 \times 10^{-6}$)을 사용하였다. TVR-380의 성형과정은 135℃에서 2시간 유지하도록 하였다.

금형 탈형 이후 X-Ray 검사를 통해 플렉스빔 내



(a) Configuration check



(b) X-Ray test result

Fig. 4 Configuration check and X-Ray test result, flexbeam

부의 제작결합 및 균열 발생여부를 확인하였으며, 별도로 제작된 형상검사 치구를 이용하여 도면에 제시된 규격의 만족여부를 점검하였다. 검사치구를 이용한 형상검사 과정과 X-Ray 검사결과를 Fig. 4에 나타내었다.

2.2 토크튜브 설계/제작

토크튜브는 스와시플레이트에 연결된 피치링크의 수직방향 조종입력을 플렉스빔으로 전달하여 비틀림 변형이 발생하도록 충분한 강성을 유지할 필요가 있다. 이를 위해 mandrel과 hand-layup 방식을 이용하여 carbon-fabric을 적층하는 방식으로 제작공정을 수립하였으며, 금형의 형상과 조립 과정을 Fig. 5에 나타내었다. 주요 적층소재인 carbon-fabric 소재로 국내 수급이 가능한 HPW-193을 이용하였으며, 주요 물성치를 Table 2에 제시하였다. 또한 플렉스빔만의 래그 방향 변형을 통해 리드-래그 힌지를 구현해야 하므로 토크튜브의 래그강성은 플렉스빔과 비교해 높은 값을 갖도록 설계되었다. 따라서 토크튜브의 L/E 및 T/E 부분에 UD-Carbon을 추가로 적용하여 래그방향의 강성을 높이도록 하였다. 댐퍼, 플렉스빔 및 토크튜브가 볼트로 체결되는 부분에는 0/90°의 carbon-fabric을 적용하여 볼트의 체결 압력을 충분히 담당하도록 하였다. 토크튜브 제작공정은 이후 상/하부의 closing mold

Table 2 Prepreg properties - HPW193 (Carbon Fabric)

	Units	[0/90]
Young's modulus	MPa	62,900
Shear modulus	MPa	3,760
Ultimate strength (tension)	MPa	984
Ultimate strength (bending)	MPa	927
Ply thickness	mm	0.21

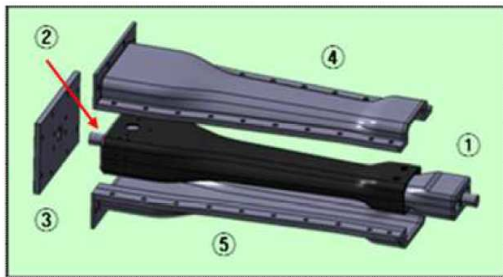


Fig. 5 Configuration of curing mold, torque tube

를 체결하고, Autoclave에서 120℃온도로 90분간 유지하여 성형을 완료하게 된다. 금형 탈형 이후 X-Ray 검사를 통해 토크튜브 내부의 Carbon-fabric 적층결과와 제작결함 및 균열 발생여부를 확인하였으며, 형상검사 치구를 통해 외부형상과 볼트 체결을 위한 홀 가공위치의 오차 정도를 점검하였다. 검사치구를 이용한 형상검사 과정과 X-Ray 검사결과를 Fig. 6에 나타내었다.

3. 기본 물리량 시험

기본물리량 시험 항목은 시제의 형상 및 질량 측정, 플랩/래그/토션 방향 굽힘강성 측정 및 고유진동수 측정 등으로 구분할 수 있다. 본 논문에서는 로터 시스템의 동특성과 하중특성에 가장 큰 영향을 미치는 사항으로서 플렉스빔과 토크튜브에 대해 플랩강성, 래그강성 및 토션강성 측정과정을 소개하였다. 더불어 지상회전 시험을 수행하기 위해 추가된 복합재 블레이드의 단면강성 측정과정과 시험결과를 추가하였으며, 플렉스빔, 토크튜브 및 블레이드의 단면강성 측정결과와 해석프로그램인 VABS⁽⁴⁾를 통해 계산된 값의 비교 결과를 함께 제시하였다.

3.1 플렉스빔 강성측정

플렉스빔의 기본 물리량 시험은 플랩방향 굽힘강성과 래그방향 굽힘강성 및 비틀림 강성을 측정



(a) Configuration check



(b) X-Ray test result

Fig. 6 Configuration check and X-Ray test result, torque tube

하기 위해 수행되었다. 플렉스빔의 플랩강성, 래그강성 및 비틀림 강성을 측정하기 위해 Fig. 7에 제시된 바와 같이 플렉스빔의 중앙부를 시험치구에 고정시키는 작업을 진행하였다. 강성측정을 위해 9개 단면의 상/하 및 좌/우 면에 스트레인 게이지를 부착하였으며, 플랩강성과 래그강성의 경우 각각 0~40kg과 0~80kg까지 단면강성 측정을 위한 시험하중을 적용하였다. 플랩/래그 방향 강성은 게이지가 부착된 단면에 적용된 모멘트와 게이지 사이의 거리 및 측정된 변형률을 이용하여 식 (1)~(2)를 통해 평가할 수 있다. 또한 비틀림 강성 측정을 위해 4개 단면에 대한 비틀림 각도를 측정하였으며, 시험하중은 0~170Nm까지 적용하였다. 각 단면에서의 비틀림 강성은 적용된 하중, 해당 단면과 바로 이전 단면까지의 거리 및 비틀림 각도 차이를 이용하며, 식 (3)과 같이 평가할 수 있다.

$$EI_{flap} = M_{flap}h_{flap}/(\epsilon_{flap1} + \epsilon_{flap2}) \quad (1)$$

$$EI_{lag} = M_{lag}h_{lag}/(\epsilon_{lag1} + \epsilon_{lag2}) \quad (2)$$

$$GJ_i = T \times L_i / \phi_i \quad (3)$$

시험을 통해 측정된 플랩/래그/토션 강성 값과 VABS를 통해 계산된 결과를 비교하여 Fig. 8에 제시하였다. 단면강성의 해석치와 측정값은 플렉스빔의 루트부위와 팁 부위에서 최대 15%정도 차이가 있으나, 나머지 측정단면에서는 대체로 5% 이내의 수준을 보이고 있다. 특히 STA-260 단면에서의



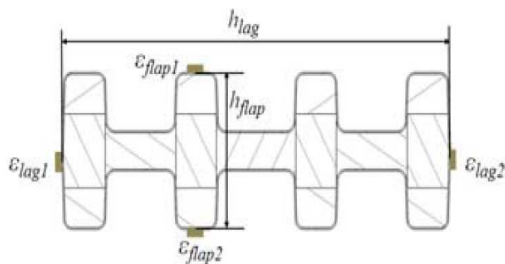
(a) Flap-wise direction



(b) Lag-wise direction



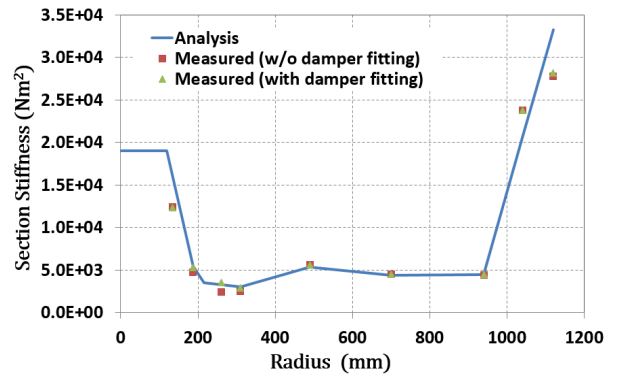
(c) Torsion-wise direction



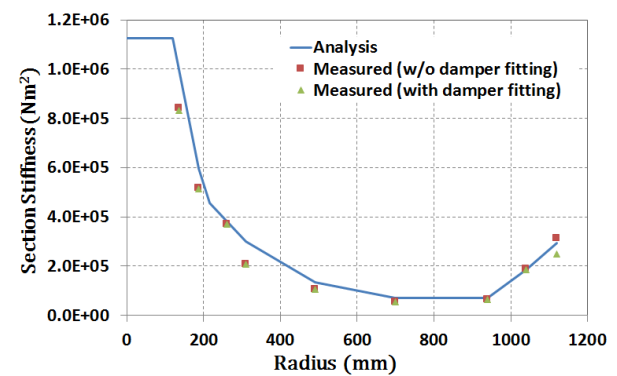
(d) Strain gages installation

Fig. 7 Section stiffness measurement, flexbeam

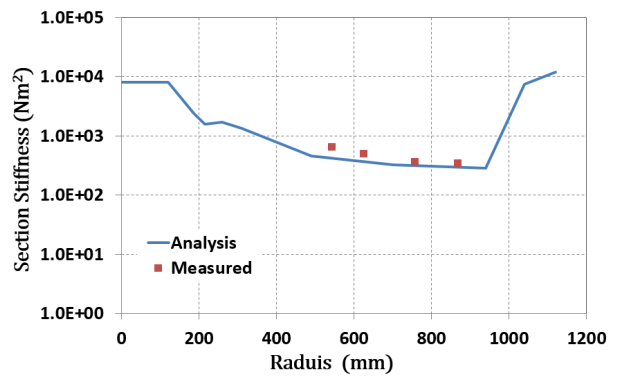
플랩강성이 가장 낮게 나타남을 확인할 수 있으므로 플렉스빔의 구조적인 변형을 통해 플랩힌지를 구현할 수 있음을 확인하였다. 래그강성의 경우 플렉스빔의 루트부위에서 가장 크게 나타나며, STA-700~940 단면에서 가장 낮은 값을 보이고 있어 해당 구간에서 리드-래그 힌지가 구현될 수 있음을 예상할 수 있다.



(a) Flap stiffness



(b) Lag stiffness



(c) Torsion stiffness

Fig. 8 Section stiffness comparison results, flexbeam

또한 STA-260 단면에는 댐퍼를 장착하기 위한 댐퍼 피팅이 장착되며, 단면강성의 증가여부를 파악하기 위해 댐퍼피팅이 장착되지 않은 경우와 장착되어 있는 경우로 구분하여 단면강성을 측정하였다. Fig. 8에 제시된바와 같이 댐퍼피팅이 강성에 미치는 효과가 거의 없음을 확인할 수 있었다.

3.2 토크튜브 강성측정

토크튜브는 피치링크에 의한 조종입력을 플렉스빔으로 전달하여 플렉스빔의 비틀림 변형을 일으



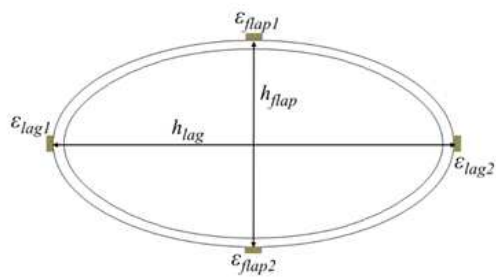
(a) Flap-wise direction



(b) Lag-wise direction



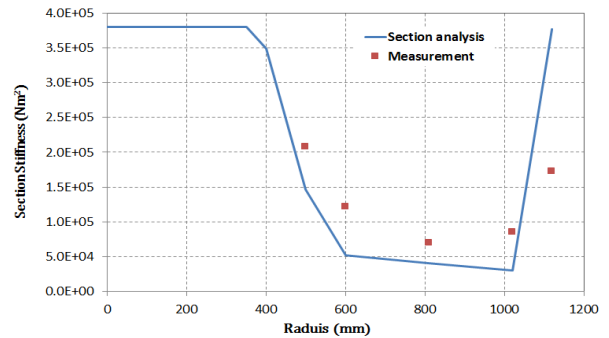
(c) Torsion-wise direction



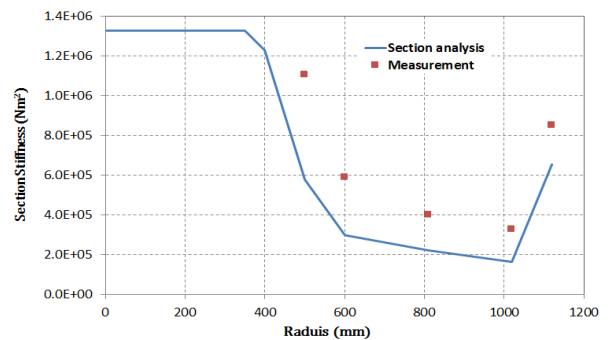
(d) Strain gages installation

Fig. 9 Section stiffness measurement, torque tube

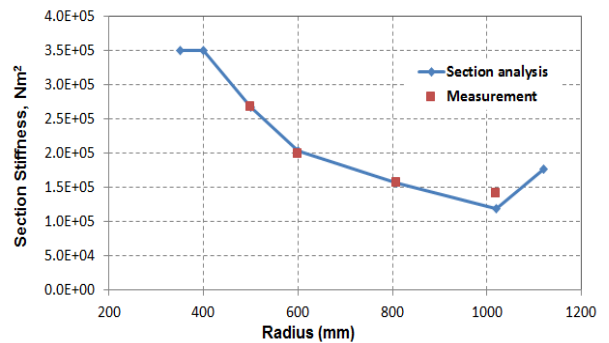
키도록 비틀림 방향과 리드-래그 방향의 강성이 높게 설계/제작되었다. 강성측정을 위해 5개 단면의 상/하 및 좌/우 면에 스트레인 게이지를 부착하였으며, 플랩강성과 래그강성 측정을 위해 0~100kg 까지 시험하중을 적용하였다. 하중을 부가하기 위해 토크튜브의 루트부위를 시험치구를 이용해 고정시켰으며, 팁 부위에 시험하중을 부가할 수 있는



(a) Flap stiffness



(b) Lag stiffness



(c) Torsion stiffness

Fig. 10 Section stiffness comparison results, torque tube

별도의 치구를 제작하였다. Fig. 9(a)는 플랩방향 하중을 적용하는 형상을 보여주고 있으며, Fig. 9(b)는 래그 방향 하중을 적용하기 위해 토크튜브를 90° 회전시켜 장착한 형상을 보여주고 있다. 플랩/래그 방향 강성은 플렉스빔과 동일하게 게이지가 부착된 단면에 적용된 모멘트와 게이지 사이의 거리 및 측정된 변형률을 이용하여 식 (1)~(2)를 통해 평가할 수 있다. 플렉스빔의 비틀림 변형을 유발하기 위해 토크튜브의 비틀림 강성이 높게 제작되었기 때문에 시험하중에 의한 비틀림 각을 측정하기가 용이하지 않으므로 스트레인 게이지를 이용하여 비틀림 강성을 평가하였다. 따라서 토크튜브의 비틀림 강성을 측정하기 위해 4개의 단면에 스트레

인 게이지를 $\pm 45^\circ$ 로 부착하였으며, 비틀림 강성은 적용된 토크, 단면의 중심에서부터 측정지점까지의 거리 및 스트레인 게이지로부터 측정된 값을 이용하여 식 (4)와 같이 평가할 수 있다.

$$GJ_i = T \times r_i / 2\epsilon_{45} \quad (4)$$

토크튜브의 플랩과 래그강성 모두 해석치에 비해 시험 측정값이 보다 크게 측정됨을 볼 수 있다. 보다 정확한 측정값을 얻기 위해서는 토크튜브의 루트 부위를 시험치구에 장착할 때 고정지지조건 (Clamping condition)과 가깝도록 하는 것이 중요하나, 치구의 제한점으로 인해 적용 가능한 결합력의 한계가 있었다. 이와 같은 이유로 인해 해석치와 시험 측정값의 오차가 크게 발생하였으나, 반경방향으로의 변화경향은 전반적으로 유사함을 확인하였다. 따라서 토션 강성을 측정하기에 앞서 치구와 시편의 결합력을 높이기 위해 치구의 형상을 일부 수정하는 동시에 C-clamp를 추가적으로 장착하였으며, 이후 시험하중을 적용하여 보다 정확한 측정결과를 획득할 수 있었다. 플랩, 래그 및 토션 강성에 대한 해석치와 시험을 통해 측정된 강성 값의 비교 결과를 Fig. 10에 제시하였다.

3.3 블레이드 강성측정

무베어링 로터의 회전시험을 위해 사용된 블레이드는 BO-105 헬리콥터에 적용되는 블레이드이며, 블레이드 루트부위의 변형을 통해 플랩과 리드-래그 힌지를 구현할 수 있는 특징을 지니고 있어 무베어링 로터에 직접적으로 사용하기에는 적합하지 않다. 따라서 블레이드 루트부위의 강성을 보강함으로써 블레이드가 아닌 플렉스빔의 변형을 통해 플랩 및 리드-래그 힌지가 구현되도록 하였으며, 보강 작업이 완료된 블레이드의 형상을 Fig.11에 나타내었다. 플랩강성을 측정하기 위해 블레이드 앞전으로부터 1/4 시위선 위치를 기준으로 윗면과 아랫면에 스트레인 게이지를 부착하였으며, 래그강성의 경우에는 블레이드 앞전과 뒷전에 가깝도록 스트레인 게이지를 부착하였다. 블레이드의 플랩 및 래그강성은 플렉스빔과 토크튜브와 마찬가지로 식 (1)~(2)를 통해 평가하였다. Fig. 12는 플랩 방향 강성을 측정하기 위해 시험치구에 장착되어 있는 블레이드의 형상을 보여주고 있다. 래그 방향의 강성은 블레이드를 90도 회전시켜 장착한 이후 측정하였다. 블레이드의

강성을 측정하기 위해 스트레인 게이지가 부착된 단면은 허브 중앙을 기준으로 1,490/1,660/1,900/2800mm이며, 블레이드 루트부위를 보강하기 전/후의 플랩 강성과 래그강성의 목표치와 측정값의 비교 결과를 Table 3~4에 제시하였다.

블레이드 루트부위의 특성상 플랩강성은 보강 전/후의 값이 비슷한 수준을 유지하도록 하였으며, 래그 강성의 경우 에어포일 구간의 강성 값과 비슷한 수준으로 유지되도록 보강작업을 수행하였다. 따라서 블레이드 플랩 강성의 경우 보강작업 이후의 값이

Table 3 Flap stiffness of BO-105 blade

STA(mm)	Section Stiffness (Nm ²)		
	Target (reinforced)	Measured (original)	Measured (reinforced)
1,470	19,680	12,710	16,740
1,660	14,510	8,766	11,740
1,900	12,730	7,207	9,650
2,800	6,830	7,598	8,114



Fig. 11 BO-105 main rotor blade (reinforced)



Fig. 12 Flap stiffness measurement of BO-105 blade

Table 4 Lag stiffness of BO-105 blade

STA(mm)	Section Stiffness (Nm ²)		
	Target (reinforced)	Measured (original)	Measured (reinforced)
1,470	303,000	104,420	427,200
1,660	282,900	96,061	303,600
1,900	336,800	107,020	289,800
2,800	170,500	176,460	173,600

최대 1.35배 정도 증가하였으며, 래그 강성은 최대 4.1배 정도 증가하였음을 확인하였다.

4. 결 론

본 논문에서는 복합재료를 이용하여 무베어링 로터 허브시스템의 중요 구성품인 플렉스빔과 토크튜브의 제작공정을 소개하였다. 플렉스빔의 경우 상/하 금형과 좌/우 측면 금형을 이용하여 한번에 성형이 가능(co-curing)하도록 제작공정을 적용하였으며, 토크튜브는 mandrel과 hand-layup 방식을 이용하여 carbon-fabric을 적층하는 방식으로 제작공정을 적용하였다. 또한 기본 물리량 시험으로 로터 시스템의 동특성과 하중특성에 가장 큰 영향을 미치는 플랩강성, 래그강성 및 토션강성 측정과정을 소개하였다. 플렉스빔과 토크튜브 및 블레이드의 플랩강성과 래그강성은 각 단면에 부착된 스트레인 게이지를 통해 평가하였다. 또한 토크튜브는 비틀림각을 측정하여 토션강성을 평가하였으며, 플렉

스빔과 블레이드는 스트레인 게이지를 이용하여 토션강성을 평가하였다. 기본 물리량시험을 통해 측정된 강성 값은 무베어링 로터 허브시스템의 해석모델에 반영되어 동특성과 하중해석을 수행하는데 활용되었으며, 이후 구조/피로시험과 지상 회전 시험을 수행하여 설계요구도 만족여부를 확인하였다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 주요사업 “소음 저감을 위한 능동제어 로터 국제협력 연구”과제 결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌 (References)

- (1) Staley, J. A., 1976, "Validation of Rotorcraft Flight Simulation Program Through Correlation With Flight Data For Soft-In-Plane Hingeless Rotors, AMRDL-TR-75-50.
- (2) Kampa, K., et al., 1997, Aeromechanic Aspects in the Design of the EC-135, 23rd ERF Forum.
- (3) Dixon, P. G. C., 1980, Design, Development, and Flight Demonstration of The Loads and Stability Characteristic of a Bearingless Main Rotor, USSSVRADCOM-TR-80-D-3.
- (4) Cesnik, C. and Palacios, R., 2003, UM/VABS, Release 1.02 Theoretical Manual, Aerospace Dept., The University of Michigan.